

УДК 629.7.022:533.6

В.В. ТРУПКИН, П.Н. СОЛЯНИК*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА ПЕРСПЕКТИВНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С КРЫЛОМ МАЛОГО УДЛИНЕНИЯ**

Рассмотрены особенности аэродинамической компоновки перспективного самолета. Предложен летательный аппарат с круглым крылом в плане и кабиной пилотов, имеющей интегральную форму и играющей роль предкрылка. Приведены аэродинамические характеристики данной аэродинамической компоновки, показывающие возможность полета на углах атаки более 45 градусов.

круглое крыло, кабина-предкрылок, обратная стреловидность, аэродинамическая компоновка, уменьшение индуктивного сопротивления

Разработка истребителей (боевых авиационных комплексов – БАК) пятого поколения началась на рубеже 1980 – 1990 годов, которая привнесла новые черты процесса проектирования и потребовала радикального изменения компоновок, что дало свободу конструкторам.

Основной задачей исследований стало создание экономичного на всех режимах сверхманевренного самолета с улучшенными взлетно-посадочными характеристиками, сниженной радиолокационной и тепловой заметностью, а также оснащенного современным опто-, тепло- и радиолокационным оборудованием [1]. Фирмы-разработчики существенно продвинулись в реализации этих требований. Так, например, самолеты YF-22, YF-23, A-117, B-2, FX-29A, Су-27, Су-35, Су-37 имеют значительные отличия в облике. В каждом из них реализовано то или иное требование, но всего комплекса требований пока не достигнуто. В печати неоднократно упоминалась целесообразность оснащения самолетов отделяемой пилотируемой кабиной для спасения экипажа. Вопрос спасения экипажей боевых самолетов остается актуальным. Примером является активная система спасения летчика, разработанная в Харьковском ВВАИУ [2] в 1987 – 1990 гг. и представляющая собой автоматически раскладывающийся сверхлегкий самолет, вложенный в катапультное кресло.

Создание самолетов пятого поколения затянулось и, возможно, не получит дальнейшего развития, так как становится актуальным создание летательных аппаратов (ЛА) шестого поколения – беспилотных с различными системами наведения от земли до космоса, а также управляемые ЭВМ с искусственным интеллектом.

В данной статье представлены результаты исследований в аэродинамических трубах (труба АТ-4 Харьковского авиационного института и Т-2 Харьковского института Военно-воздушных сил) в целях возможного применения в авиации общего назначения, сельскохозяйственной авиации и в авиационно-космических системах. Внешний вид предлагаемого ЛА показан на рис. 1.

Круглое в плане крыло обладает рядом преимуществ:

- $C_{y_{\max}} = 1,81$ (против 1,2 у эквивалентного прямого крыла);
- коэффициент, характеризующий диапазон скоростей летательного аппарата $C_{y_{\max}}/C_{x_{\min}} = 110$ (против 50 у стреловидного крыла);
- критический угол атаки 45° (против $20^\circ - 30^\circ$ у других крыльев);
- высокая маневренность (так, летчик В. Иванов, летавший в 1950 году на «Дископлане №1», назвал его самолетом-акробатом, который ни разу не сорвался в штопор при выполнении всех фигур выс-

шего пилотажа, а при посадке вмешательство пилота в управление было минимальным [3]);

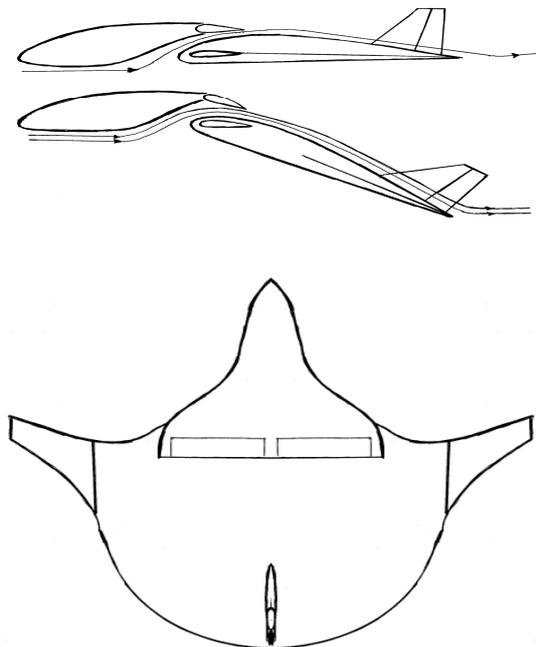


Рис. 1. Схематичное изображение модели ЛА

– возможность создания ЛА с повышенными перегрузками благодаря малому удлинению $\lambda = 1,27$;

– сверхзвуковые профили являются идеальными при проектировании ЛА с круглым в плане крылом, где максимальная толщина профиля может находиться на 30...70 % длины хорды, при этом из-за большой ее длины целесообразно выбирать компоновку “летающее крыло”.

Существенным недостатком круглого в плане крыла является большое индуктивное сопротивление, вследствие чего максимальное качество K_{\max} не превышает 7 единиц.

Решение задач, стоящих перед самолетами пятого поколения, в данном проекте осуществлено следующим образом:

1. Круглое в плане крыло-фюзеляж имеет дополнительные несущие поверхности обратной или прямой стреловидности, расположенные определенным образом, что увеличило K_{\max} на 80 %, то есть K_{\max} достиг 9...12 единиц (рис. 2);

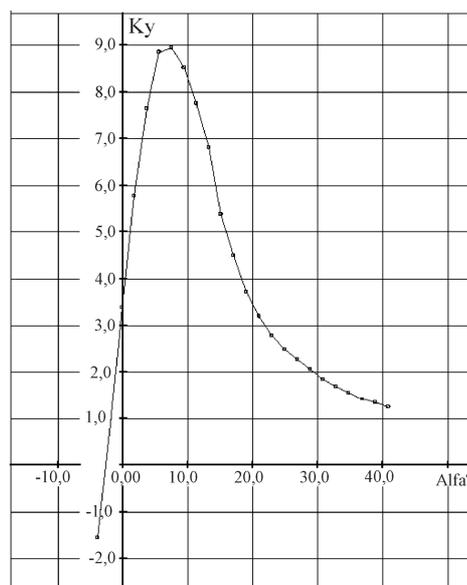


Рис. 2. Изменение качества ЛА по α

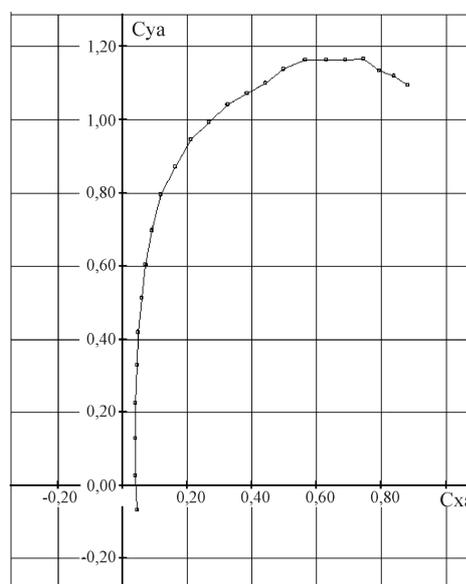


Рис. 3. Поляря ЛА

2. Кабина экипажа определенной формы и профиля расположена перед круглым крылом так, что между крылом-фюзеляжем и кабиной образуется регулируемая по определенному закону щель. Это позволило уменьшить коэффициент лобового сопротивления $C_{ха}$ и увеличить коэффициент подъемной силы C_{ya} (рис. 3). Но главное – на углах атаки более 45° C_{ya} имеет плавное уменьшение без резкого спада. Так, при исследованиях в малой аэродинамической трубе при угле атаки 60° значение $C_{ya}=0,7$, а $K = 1$. В большой трубе при максимально

возможном угле атаки 42° $C_{y_a} = 1,1$, $K = 1,3$. Соответствующие изменения $C_{y_a}(\alpha)$ представлены на рис. 4. Видно, что характер зависимости плавный, без резкого изменения. Влияние кабины на крыло аналогично влиянию предкрылка. При этом увеличивается C_{y_a} и рабочий диапазон углов атаки.

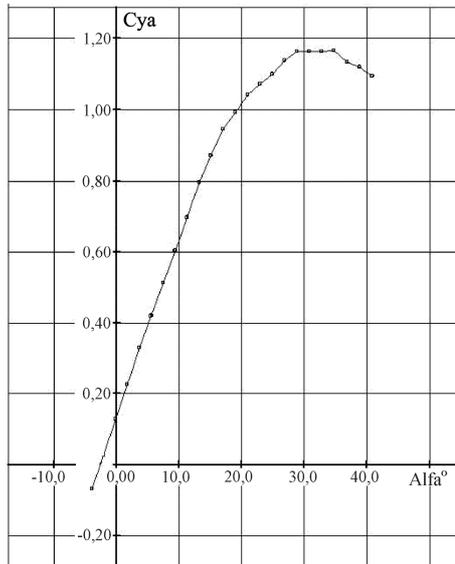


Рис. 4. Зависимость $C_{y_a}(\alpha)$

3. В предложенном проекте существует возможность сделать кабину отделяемой и пилотируемой как аварийное средство спасения либо при соответствующем увеличении до размеров “Бурана” (“Шаттла”) как многоразовое воздушно-космическое средство (ВКС). При исследовании в малой аэродинамической трубе модель кабины показала максимальное аэродинамическое качество 5 единиц.

4. Данная компоновка существенно снижает посадочную скорость ЛА ($V_{\text{посад}}$) благодаря относительно большой площади, большому посадочному углу, большой длине хорды. Приведенная оценка $V_{\text{посад}}$ рассчитывалась по формуле

$$V_{\text{посад}} = a_{\text{г.з}} \sqrt{\frac{16 G}{C_{y_{\text{max}}} S}}, \quad (1)$$

где $a_{\text{г.з}}$ – коэффициент влияния Земли, равный 0,85

при $h = 0,5D$ и $a_{\text{г.з}} = 0,7$ при $h = 0,1D$ (D – диаметр круглого крыла);

$C_{y_{\text{max}}}$ – максимальный коэффициент подъемной силы круглого крыла, равный 1,81 против 1,2 у прямого крыла;

G – вес ЛА, Н;

S – площадь ЛА, м^2 .

5. Сверхуправляемость и устойчивость ЛА обеспечиваются следующим:

- управлением дополнительными крыльями и размером щели между кабиной и фюзеляжем, осуществляемое как пилотом, так и ЭВМ;

- независимые дополнительные крылья выполняют функцию элеронов, а также частично функцию рулей высоты;

- дополнительные крылья и щель располагаются всегда в оптимальном положении с учетом режима полета, а также обеспечения необходимого запаса управляемости;

- возможность применения тормозных устройств на консолях дополнительных крыльев, а также установка двигателя с управляемым соплом обеспечат эффективное управление в горизонтальной плоскости;

- данная конструкция ЛА позволяет после более глубоких исследований установить дополнительное хвостовое или переднее оперение.

При исследованиях в малой аэродинамической трубе было установлено, что изменение угла атаки дополнительных крыльев на 10° увеличивает C_{y_a} на 30 %, а горизонтальное отслеживание положения дополнительных крыльев сдвигало значение характеристики $C_{y_{\text{max}}}(\alpha)$ на 5° вправо. Путьевая устойчивость данной компоновки обеспечивается применением крыльев обратной стреловидности, а также возможностью установки вертикального оперения. Планеры с обратной стреловидностью профессора В.Н. Беляева [4] показали хорошую устойчивость и управляемость, их поперечная управляемость была

безукоризненной. Примерами также могут служить характеристики самолетов Су-37 и F-29A. Таким образом, управление самолетом мало зависит от угла атаки всего ЛА, так как дополнительные крылья всегда работают в оптимальном диапазоне углов атаки.

6. Предложенная компоновка обеспечивает реализацию правила площадей, что приводит к снижению волнового сопротивления. Круглый в плане фюзеляж, не занятый кабиной, позволяет расположить топливо по большому кругу в шести и более кессонах, а в центральной части расположить полезный груз (вооружение). Отсутствие внешних подвесок, в свою очередь, обеспечит бесфорсажный режим сверхзвукового полета.

7. Полученные моментные характеристики (рис. 5) и зависимость положения центра давления $X_{цд}$ от угла атаки (рис. 6) не имеют провалов типа “ложка”. Положение центра давления практически не изменяется в широком диапазоне углов атаки. Плавные формы и использованные профили, позволяющие уменьшить тепловую и радиолокационную видимость, говорят о возможности использования данной компоновки для создания самолетов пятого поколения.

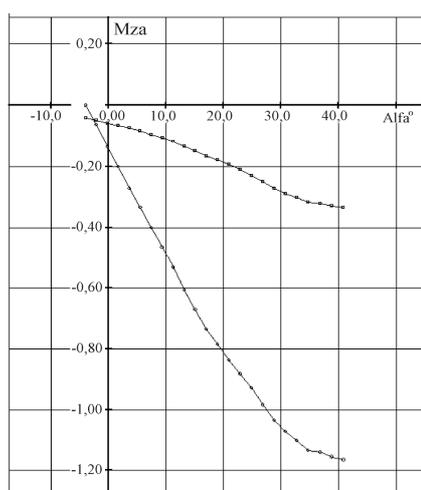


Рис. 5. Зависимость $M_{Za}(\alpha)$

Данная компоновка ЛА после тщательной доводки систем управления и устойчивости может

быть применена в качестве штурмовика, истребителя.

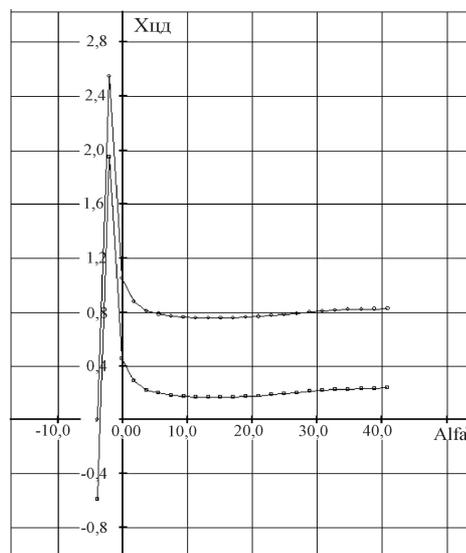


Рис. 6. Зависимость $X_{цд}(\alpha)$

Соответствующее увеличение всего ЛА позволит использовать его как многоразовое ВКС. Отметим, что при разделении комплекса на углах атаки порядка 60° сохраняются хорошие аэродинамические характеристики составных частей. Следовательно, возможен разгон ВКС, например, в районе экватора, затем переход на большой динамический потолок и разделение под большим углом в конечной точке. При этом двигатели комплекса использовали бы топливо из управляемого крыла-фюзеляжа.

Литература

1. Ильин В., Левин М. Современная авиация. Истребители. – М.: Виктория, 1996. – 274 с.
2. Шувалов А.А., Летящее кресло // Крылья Родины. – 1988. – № 2. – 21 с.
3. Иванов В. Дискoplan // Техника – молодежи. – 1964. – № 2. – 17 с.
4. Козьмин В.В., Кротов И.В. Дельтапланы. – М.: ДОСААФ, 1989. – 120 с.

Поступила в редакцию 12.05.04

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Ю.А. Крашаница, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков